



UNIVERSITI SAINS MALAYSIA

**Peperiksaan Semester Kedua
Sidang Akademik 2000/2001**

Februari/Mac 2001

ESA 386 – Sistem Pesawat Helikopter

Masa : [3 Jam]

ARAHAN KEPADA CALON :

1. Sila pastikan bahawa kertas peperiksaan ini mengandungi LAPAN mukasurat bercetak termasuk lampiran dan LIMA soalan.
2. Anda dikehendaki menjawab EMPAT soalan sahaja.
3. Agihan markah bagi setiap soalan diberikan di sut sebelah kanan.
4. Jawab semua soalan dalam Bahasa Melayu.
5. Mesin kira yang bukan boleh diprogramkan boleh digunakan.

1. (a) Terbitkan persamaan untuk halaju keracak v_2 dengan halaju aruh rotor utama v_1 untuk helikopter pada keadaan hover.

(7 markah)

- (b) Terbitkan persamaan untuk v_1 , dalam istilah bebanan cakera (D.L) dan anggarkan halaju keracak dan halaju aruh rotor untuk helikopter di aras laut.

(4 markah)

- (c) Data untuk sebuah helikopter diberi dalam Appendix A, peroleh kuasa unggul yang diperlukan untuk hover.

(7 markah)

- (d) Takrifkan fungsi 'Figure of Merit' (F.M) bagi menganalisis helikopter dalam keadaan hover.

(7 markah)

2. (a) Dengan mengandaikan satu bilah yang unggul, $\theta = \frac{\theta_t}{r/R}$
Terbitkan persamaan untuk tujuh bilah helikopter dengan menggunakan kaedah elemen bilah.

(15 markah)

- (b) $C_{\ell \max}$ untuk 2-D NACA 0012 diandaikan 1.2 dan purata $\bar{C}_t = 6 \frac{C_T}{\sigma}$.
Anggarkan altitud hover maksima untuk helikopter contoh.

(10 markah)

...3/

3. (a) Bincangkan takrifan-takrifan berikut:

- (i) kesan bumi (5 markah)
- (ii) bilah bersendi penuh (2 markah)
- (iii) putaran auto (5 markah)
- (iv) angkul kitar (5 markah)
- (v) Notar (3 markah)
- (vi) Keadaan gelang vorteks (5 markah)

4. (a) Diberi "additiond" h.p untuk penerbangan menegak. Kirakan h.p. keseluruhan yang diperlukan untuk penerbangan menegak untuk 400 kaki/min untuk helikopter contoh di paras laut.

$$\Delta H.p = \frac{G.W}{550} \left[\frac{v_c}{2} + \sqrt{\left(\frac{v_c}{2}\right)^2 + v_{1_{hov}}^2} - v_{1_{hov}} \right]$$

(15 markah)

(b) Kirakan "additiond" yang diperlukan untuk sudut terhimpun pada jejari 75%.

(5 markah)

(c) Kirakan pic yang diperlukan.

$$\theta_i = 57.3 \left[\frac{4}{a} \frac{c_i}{\sigma} + \sqrt{\frac{\sigma c_T / \sigma}{2}} \right] \text{deg}$$

$$\theta_o = \frac{3}{2} \theta_i - \frac{3}{4} \theta_1$$

(5 markah)

5. (a) Bincang dengan terperinci keperluan untuk kepak bilah dalam penerbangan hadapan helikopter.

(10 markah)

- (b) Bincang dengan terperinci keadaan halaju tangen dalam penerbangan hadapan helikopter.

(5 markah)

- (c) Terangkan engsel log-mendulu yang diperlukan dalam sistem kawalan helikopter.

(10 markah)

ooo000ooo

Characteristics of the Example Helicopter

Design gross weight, G.W.	20,000 lb
Minimum operating weight	10,700 lb
Power plants	two 2,000 h.p. turbines
Fuel tank capacity	30,000 lb
Parasite drag area, f	19.3 ft ²
Vertical drag ratio, $D_V/G.W.$.04
<i>Main Rotor</i>	
Radius, R	30 ft
Disc area, A_i	2,827 ft ²
Tip speed, ΩR	650 ft/sec
Chord, c	2 ft
No. of blades, b	4
Solidity, σ	0.085
Blade area, A_b	240 ft ²
Airfoil	NACA 0012
Twist, θ_i	-10°
Blade cutout ratio, x_0	0.15
Hinge offset ratio, e/R	0.05
Blade-flapping inertia, I_b	2,870 slug ft ²
Lock no., γ	8.1
Polar moment of inertia, J	11,600 slug ft ²
Shaft incidence, i	0°
Height above C.G., b_M	7.5 ft

TABLE A.2. CHARACTERISTICS OF THE STANDARD ATMOSPHERE (ENGLISH UNITS)

Altitude, ft	Temperature T , °R	Pressure p lb/ft ²	Density ρ , lb s ² /ft ⁴ (slugs/ft ³)	Speed of sound, ft/s	Kinematic viscosity, ft ² /s
0	518.69	2116.2	2.3769 ⁻³	1116.4	1.5723 ⁻⁴
1,000	515.12	2040.9	2.3081	1112.6	1.6105
2,000	511.56	1967.7	2.2409	1108.7	1.6499
3,000	507.99	1896.7	2.1752	1104.9	1.6905
4,000	504.43	1827.7	2.1110	1101.0	1.7324
5,000	500.86	1760.9	2.0482	1097.1	1.7755
6,000	497.30	1696.0	1.9869 ⁻³	1093.2	1.8201 ⁻⁴
7,000	493.73	1633.1	1.9270	1089.3	1.8661
8,000	490.17	1572.1	1.8685	1085.3	1.9136
9,000	486.61	1512.9	1.8113	1081.4	1.9626
10,000	483.04	1455.6	1.7556	1077.4	2.0132
11,000	479.48	1400.0	1.7011 ⁻³	1073.4	2.0655 ⁻⁴
12,000	475.92	1346.2	1.6480	1069.4	2.1196
13,000	472.36	1294.1	1.5961	1065.4	2.1754
14,000	468.80	1243.6	1.5455	1061.4	2.2331
15,000	465.23	1194.8	1.4962	1057.4	2.2927
16,000	461.67	1147.5	1.4480 ⁻³	1053.3	2.3541 ⁻⁴
17,000	458.11	1101.7	1.4011	1049.2	2.4183
18,000	454.55	1057.5	1.3553	1045.1	2.4843
19,000	450.99	1014.7	1.3107	1041.0	2.5526
20,000	447.43	973.27	1.2673	1036.9	2.6234
21,000	443.87	933.26	1.2249 ⁻³	1032.8	2.6966 ⁻⁴
22,000	440.32	894.59	1.1836	1028.6	2.7724
23,000	436.76	857.24	1.1435	1024.5	2.8510
24,000	433.20	821.16	1.1043	1020.3	2.9324
25,000	429.64	786.33	1.0663	1016.1	3.0168
26,000	426.08	752.71	1.0292 ⁻³	1011.9	3.1044 ⁻⁴
27,000	422.53	720.26	9.9311 ⁻⁴	1007.7	3.1951
28,000	418.97	688.96	9.5801	1003.4	3.2893
29,000	415.41	658.77	9.2387	999.13	3.3870
30,000	411.86	629.66	8.9068	994.85	3.4884
31,000	408.30	601.61	8.5841 ⁻⁴	990.54	3.5937 ⁻⁴
32,000	404.75	574.58	8.2704	986.22	3.7030
33,000	401.19	548.54	7.9656	981.88	3.8167
34,000	397.64	523.47	7.6696	977.52	3.9348
35,000	394.08	499.34	7.3820	973.14	4.0575
36,000	390.53	476.12	7.1028 ⁻⁴	968.75	4.1852 ⁻⁴
37,000	389.99	453.86	6.7800	968.08	4.3794
38,000	389.99	432.63	6.4629	968.08	4.5942
39,000	389.99	412.41	6.1608	968.08	4.8196
40,000	389.99	393.12	5.8727	968.08	5.0560
41,000	389.99	374.75	5.5982 ⁻⁴	968.08	5.3039 ⁻⁴
42,000	389.99	357.23	5.3365	968.08	5.5640
43,000	389.99	340.53	5.0871	968.08	5.8368
44,000	389.99	324.62	4.8493	968.08	6.1230
45,000	389.99	309.45	4.6227	968.08	6.4231
46,000	389.99	294.99	4.4067 ⁻⁴	968.08	6.7380 ⁻⁴

CHARACTERISTICS OF THE EXAMPLE HELICOPTER

<i>Tail Rotor</i>	
Radius, R_T	6.5 ft.
Disc area, A_T	133 ft ²
Tip speed, ΩR_T	650 ft/sec
Chord, c_T	1 ft
No. of blades, b_T	3
Solidity, σ_T	0.146
Blade area, A_{b_T}	19.4 ft ²
Airfoil	NACA 0012
Twist, θ_{1T}	-5°
Lock no., γ_T	4
Polar moment of inertia, J_T	25 slug ft ²
Tail rotor moment arm, l_T	37 ft
Distance from fin, d/R	1.5 ft
Height above C.G., b_T	6 ft
Blocked area, S_B	31.5 ft
Delta-three angle, δ_3	-30°
<i>Horizontal Stabilizer</i>	
Area, A_H	18 ft ²
Span, b_H	9 ft
Aspect ratio, $A.R._H$	4.5
Taper ratio, c_T/c_R	.71
Sweep of mid-chord line, $\Lambda_{c/2H}$	13°
Sweep of leading edge, Λ_{LEH}	15°
Airfoil	NACA 0012
Moment arm, l_H	33 ft
Height above C.G., b_T	-1.5 ft
<i>Vertical Stabilizer</i>	
Area, A_V	33 ft ²
Span, b_V	7.7 ft
Aspect ratio, $A.R._H$	1.8
Taper ratio, c_T/c_R	0.21
Sweep of mid-chord line, $\Lambda_{c/2V}$	27°
Rudder deflection, δ_r	10°
Moment arm, l_V	35 ft
Height above C.G., b_V	3 ft
<i>Fuselage</i>	
Length, L_F	57 ft
Width, W_F	8 ft
Height, H_F	10 ft
Wetted area, S_{W_F}	680 ft ²
Volume, V_F	4,600 ft ³
Fineness ratio, $F.R._F$	5.2
Height above C.G., b_F	.5 ft

$$h.p_i = \frac{T\sqrt{D.L}}{38}$$

$$C_T = \frac{T}{\rho A (\Omega R)^2}$$

$$C_Q = \frac{Q}{\rho A (\Omega R)^2 R}$$

$$C_P = \frac{P}{\rho A (\Omega R)^3}$$

Need atmosphere table

$$v_1 = \sqrt{\frac{T}{2\rho A}}$$

$$v_{lc} = \frac{-v_c}{2} + \sqrt{\left(\frac{v_c}{2}\right)^2 + v_1^2 h_{ov}}$$

a = 6 per radius. Airfoil NACA 0012.

$$\Delta\theta = \frac{v_{lc} + v_c - v_{1hov}}{0.75 (\Omega R)} \text{ at the } 3/4 R$$